

# ELEMENTOS DEL CALCULO DE COMPRESORES AXILES

## SEGUNDA PARTE(\*)

Por CARLOS SANCHEZ TARIFA  
INGENIERO AERONAUTICO DEL I. N. T. A.

### Limitaciones que el número de Mach impone al funcionamiento del compresor.

Una de las variables fundamentales que limita la mayor parte de las características funcionales de los compresores axiales es el número de MACH, ya que es condición imprescindible que las velocidades relativas de circulación del aire sean subsónicas, o al menos que no se sobrepase en gran manera con ellas valores del número de MACH iguales a la unidad.

En los álabes móviles las velocidades decrecen desde la  $w_1$  de entrada a la  $w_2$  de salida, y para los fijos, en la misma forma, ya que es  $w_1 = V_2$  y  $w_2 = V_1$  en los compresores usuales del 50 % de reacción. Ahora bien, esta disminución de las velocidades de paso no se efectúa de un modo progresivo, sino que puede suceder, y en la realidad así ocurre, que existan velocidades en el interior de los álabes superiores al valor inicial. Esto es debido a dos causas: por una parte, los espesores de los perfiles modifican los valores de las secciones de paso, las cuales irían aumentando de un modo continuo si dichos perfiles estuviesen reducidos a sus líneas de curvatura media. Por tanto, puede existir un estrechamiento o garganta con un valor del área de su sección inferior al inicial de entrada (fig. 16). Por otra parte, la forma curvada de los canales de paso produce una distribución asimétrica de las velocidades en cada sección, con sus mayores valores en la parte convexa de los álabes; puntos en los que se acentuará el peligro de que aparezcan velocidades supersónicas.

Estudiar el campo de velocidades en el interior de los álabes presenta enormes dificultades, por lo cual, lo que se hace en la práctica es limitar los

valores máximos de las velocidades relativas de entrada, que serán función de las condiciones del escalonamiento, es decir, de la forma y disposición de los perfiles de los álabes. Estos datos se obtienen mediante ensayos, siendo éste uno de los principales objetivos de la experimentación de compresores axiales, ya que es de la mayor importancia funcionar con los mayores valores posibles del número de MACH. Si en la fórmula que nos proporcionaba el incremento de temperatura por escalón:

$$2 \Delta T = \xi \frac{u V_a}{g J c_p} (\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2),$$

ponemos:

$$u = V_a (\tan \alpha_1 + \tan \alpha_2),$$

$$V_a = w_1 \cos \alpha_1,$$

$$w_1 = \sqrt{g \gamma R T_1 N_{M_1}},$$

resulta:

$$2 \Delta T = \xi (\gamma - 1) T_1 N_{M_1}^2 (\tan^2 \alpha_1 - \tan^2 \alpha_2) \cos^2 \alpha_1. \quad [37]$$

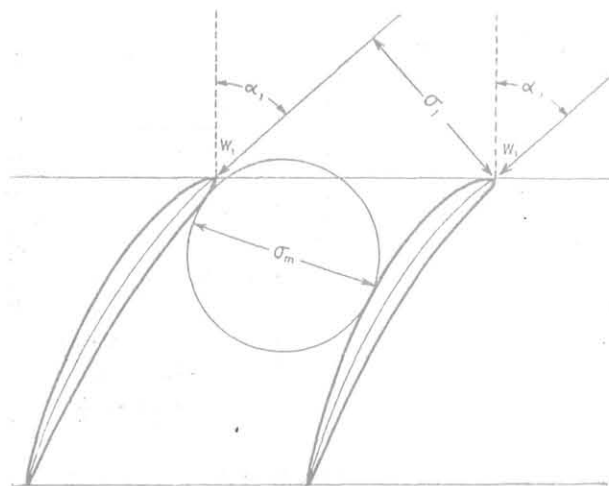


Fig. 16. — Determinación de las áreas de las secciones de entrada y del estrechamiento.

(\*) La primera parte ha sido publicada en el número 3 de INGENIERÍA AERONÁUTICA.

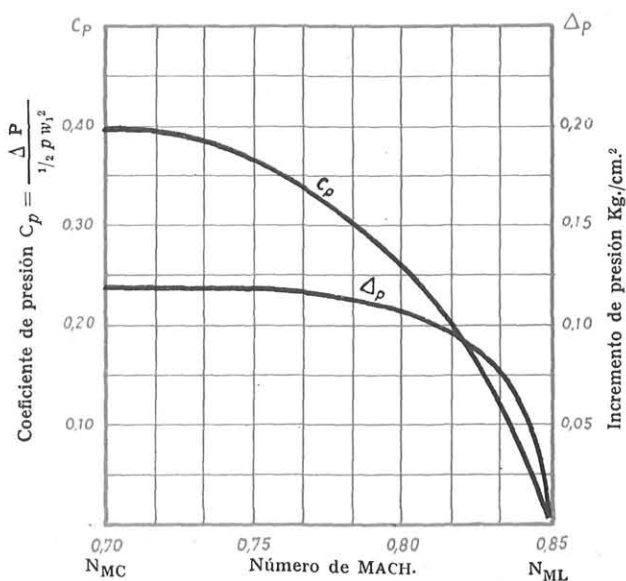
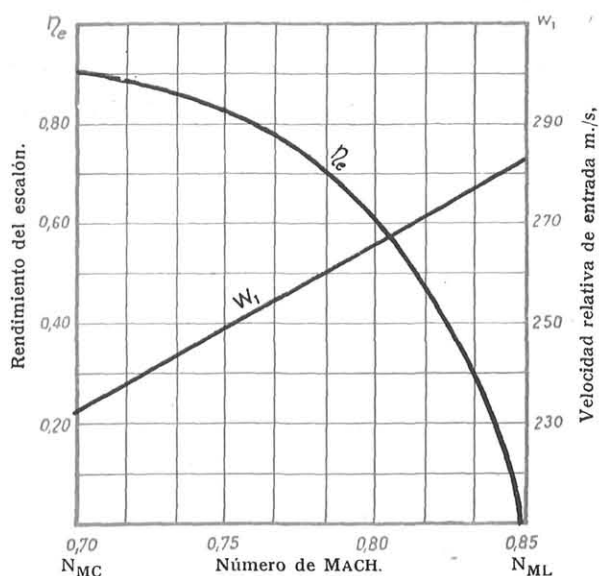
Como puede verse, para un escalonamiento con unos ángulos dados de entrada y salida, el incremento de temperatura es proporcional al cuadrado del número de MACH de la velocidad relativa de entrada. En la misma forma aumenta la subida de presión en el escalón, ya que el rendimiento se mantiene prácticamente constante. Ahora bien, cuando se sobrepasa un cierto valor en las velocidades de entrada y se da lugar a que aparezca una zona local con velocidades supersónicas, se produce una onda de choque con desprendimiento de la capa límite. A partir de este punto, y si se continúa aumentando las velocidades de entrada, el incremen-

to gradual de la resistencia del perfil, e incluso de la resistencia anular, hacen crecer grandemente el valor del coeficiente  $C_D$ , disminuyendo, por tanto, el rendimiento del escalón (fórmula [36] del artículo anterior). De esta forma se llega a un punto en el que se alcanzan velocidades supersónicas en toda la zona de estrechamiento de los álabes, produciéndose una gran onda de choque, que al perturbar intensamente el campo de velocidades, da lugar al atascamiento del compresor y a que el rendimiento y la subida de presión se anulen.

Un resumen gráfico de lo expuesto puede observarse en las figuras 17 y 18. En ellas se ha tomado una curva típica de variación del rendimiento entre los números de MACH crítico y límite, ambos referidos a la velocidad relativa de entrada  $w_1$ . El número de MACH crítico se define con la condición de que, para dicho valor en la sección de entrada, exista un punto en el interior de los álabes con velocidad local igual a la del sonido; y el número de MACH límite es aquel para el cual se anula el rendimiento del escalón. Las demás curvas pueden deducirse en función del rendimiento mediante fórmulas ya expuestas. Se han tomado para su cálculo los valores:

$$\alpha_2 = 30^\circ; \quad \alpha_1 = 50^\circ; \quad C_{Dp} = 0,016; \quad s/c = 1; \quad h/c = 2.$$

$$T_1 = 288^\circ \text{ y } p_1 = 1 \text{ Kg./cm.}^2.$$



Figs. 17 y 18.—Variaciones del rendimiento y del incremento de presión cuando el número de MACH supera su valor crítico.

Como puede verse, cuando se sobrepasa el número de MACH crítico, la disminución del rendimiento es al principio muy poco acentuada, manteniéndose prácticamente constante el valor del incremento de presión, por lo cual, puede diseñarse un compresor para que funcione con velocidades de entrada que den lugar a números de MACH algo superiores a su valor crítico.

Hasta ahora no hemos hecho mención de en qué punto del borde de ataque de los álabes ha de tomarse la velocidad relativa de referencia. Como veremos más adelante, según el tipo de los álabes las velocidades de entrada pueden ser máximas en los extremos o en la raíz, pudiendo proporcionar, por tanto, valores mayores del número de MACH que cuando se toman las velocidades en la sección central; pero sobre esta cuestión insistiremos posteriormente, cuando se trate de las formas de torsión que pueden adoptarse para los álabes.

El número de MACH crítico depende de muchas variables: forma y espesor del perfil básico, relación paso-cuerda, incidencia y forma y situación

de la línea de curvatura media. Todas estas variables pueden considerarse como independientes entre sí; pero, en cambio, existe un parámetro que es función de todas ellas, y en él se acusará cualquier cambio de las mencionadas variables. Nos referimos a la ya citada relación entre el área mínima de paso y el área de la sección de entrada. En efecto, para un ángulo dado de entrada  $\alpha_1$ , o sea, con un valor prefijado del área  $\sigma_1$ , cualquier modificación del espesor o forma de los perfiles se traduce en una variación del valor del área del estrechamiento, o área mínima de paso  $\sigma_m$ , y, en consecuencia, de la relación  $\sigma_m/\sigma_1$ . Por otra parte, para unos álabes determinados, e instalados de modo invariable en su escalonamiento, lo que proporciona un valor fijo de  $\sigma_m$ , al modificar la incidencia se cambia el valor de  $\sigma_1$  y con él el de  $\sigma_m/\sigma_1$ . Por último, para incidencias, formas y ángulos de situación prefijados, variando la relación paso-cuerda, cambian  $\sigma_1$  y  $\sigma_m$ , pero no en la misma forma, ya que  $\sigma_1$  es proporcional al paso, mientras que  $\sigma_m$  no lo es, disminuyendo más rápidamente que dicha sección de entrada.

De acuerdo con lo expuesto, puede afirmarse que las curvas experimentales que nos dan el número de MACH crítico en función de  $\sigma_m/\sigma_1$  tendrán mucha mayor generalidad que las particulares que nos proporcionan las funciones:  $N_{mc} = f(i)$ ,  $N_{mc} = f(s/c)$ ,  $N_{mc} = f(v/c)$ , etc., etc. No obstante, no existirá una función única  $N_{mc} = f(\sigma_m/\sigma_1)$ , ya que pueden conseguirse valores iguales de  $\sigma_m/\sigma_1$  modificando varias de las otras variables, y entonces, aunque se conservaría el mismo valor de la velocidad media en el estrechamiento, podría dar lugar a una distribución diferente de velocidades en dicha sección. A pesar de esto, la curva que se inserta en la figura 20 tiene bastante generalidad, representando una variación típica del número de MACH crítico con la relación  $\sigma_m/\sigma_1$ . En ella puede apreciarse que, para relaciones  $\sigma_m/\sigma_1$

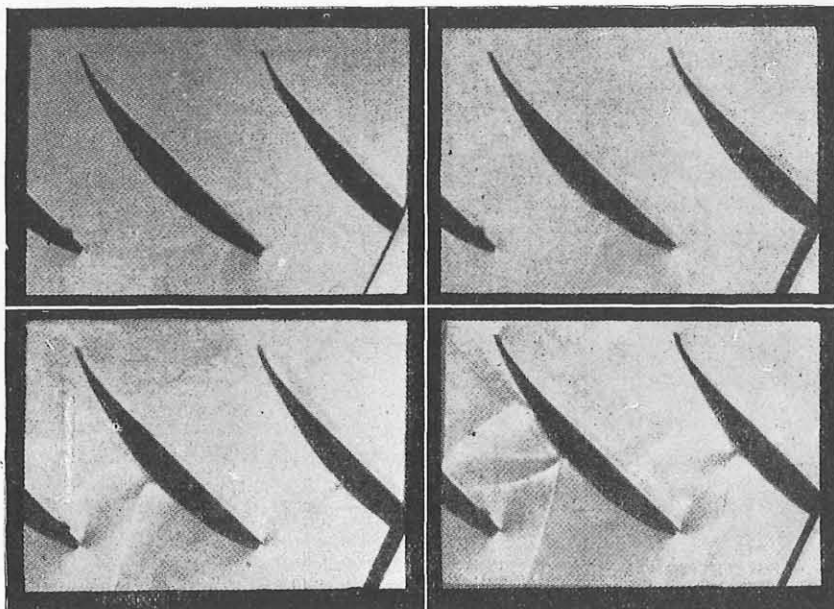


Fig. 19. — Fotografías mostrando los efectos progresivos de los fenómenos de compresibilidad y formación de ondas de choque. (Del artículo "N. A. C. A. Cascade Data for the Blade Design of High-Performance Axial Flow Compressors", por S. M. BOGDONOFF. *Journal of the Aeronautical Sciences*, abril 1948.

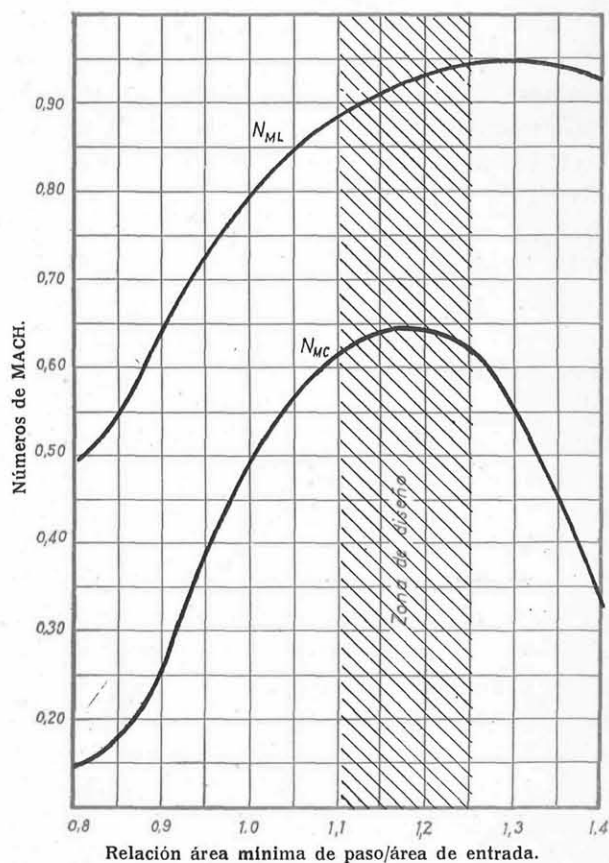


Fig. 20. — Curvas típicas de las variaciones de los números de MACH crítico y límite en función de la relación área de entrada/área mínima de paso.

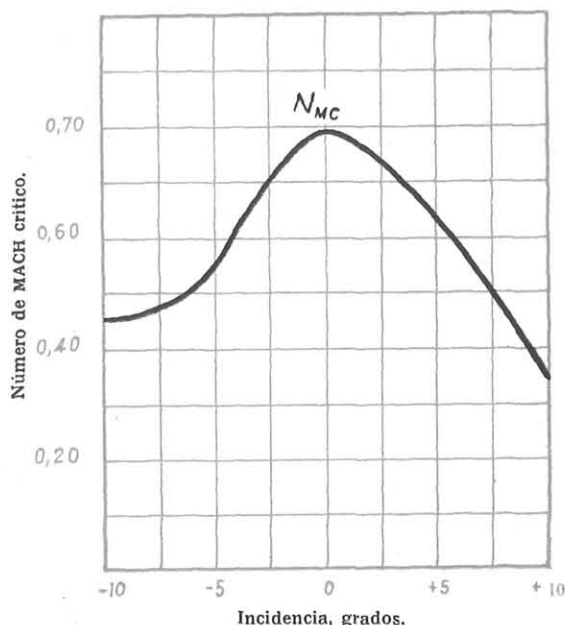


Fig. 21. — Variación del número de MACH crítico en función de la incidencia.

del orden de 1,15, se alcanzan los valores máximos del número de MACH, que suelen estar comprendidos entre 0,65 y 0,70, aunque, como hemos dicho, en la práctica suele funcionar con valores superiores a los mencionados. En dicha figura 20 también se han incluido los valores del número de MACH límite, el cual depende casi exclusivamente de la citada relación.

El valor de  $\sigma_m/\sigma_1$  está estrechamente ligado con las incidencias que se adopten, ya que ellas influyen muy grandemente en el valor de  $\sigma_1$ , mientras que las posibilidades de modificar el área mínima  $\sigma_m$  actuando sobre los perfiles, o sobre la forma de la línea de curvatura media, no son demasiado grandes. Tomando una incidencia igual a cero, y suponiendo los perfiles reducidos a su línea de curvatura media, tendríamos valores de  $\sigma_m/\sigma_1$  en función de la forma de dicha línea, y siempre algo mayores que la unidad, pero no muy por encima de ella. Para obtener valores altos de  $\sigma_m/\sigma_1$ , sobre todo al tener en cuenta que los espesores de los perfiles disminuyen dicha relación, no habría otro procedimiento que aumentar la incidencia para hacer que disminuyese la sección de entrada; pero esto daría lugar a una distribución desventajosa de las velocidades y a una entrada del aire con choques, lo que podría llevar a una disminución del número de MACH crítico cuando se adoptasen grandes valores de dicha incidencia (fig. 21).

La mejor combinación parece ser la que se consigue con incidencias próximas a los cero grados y utilizando perfiles con líneas de curvatura media de forma parabólica, con posición retrasada del espesor máximo del perfil y con la curvatura máxima situada alrededor del 30 % de la cuerda. Esto da lugar a una variación progresiva de las secciones de paso, aumentando los valores de los números de MACH críticos con que puede funcionar (perfil inglés C-4).

También indicaremos que, como podía esperarse, cuanto más delgados sean los perfiles que se utilicen, mayores números de MACH podrán admitirse (fig. 22), teniendo esto siempre un límite que impone la resistencia de materiales, o el valor mínimo que quiera fijarse para la relación paso-cuerda, ya que habrá de compensarse la falta de espesor del perfil con la de adopción de una cuerda mayor. En la actualidad, los perfiles más comúnmente utilizados tienen sus espesores máximos comprendidos entre el 8 y el 10 %.

No queremos terminar esta cuestión de la influencia que ejerce el número de MACH en las actuaciones de los compresores axiales sin indicar que, al menos teóricamente, ya se han estudiado compresores aptos para funcionar con grandes velocidades supersónicas. Hay que tener en cuenta que la formación de ondas de choque no lleva forzosamente consigo una gran pérdida de rendimiento, la cual es muy pequeña si los números de MACH no sobrepasan mucho de la unidad, y más aún si se consigue que las ondas de choque que se formen sean oblicuas. El Dr. TSIEN (1) ha trabajado en el estudio teórico de un compresor, en el cual, con velocidades axiales subsónicas ( $N_m = 0,92$ ), pero con números de MACH en la entrada de los álabes móviles iguales a 1,63, y del orden de 3,00 en los del estator, consigue relaciones de compresión extraordinariamente elevadas en un solo escalonamiento, con rendimientos no inferiores al 65 %. Para ello se utiliza un estator de forma especial, en el que se consigue que se formen múltiples ondas de choque oblicuas.

Estos compresores supersónicos solamente podrían funcionar con álabes que tuvieran unas relaciones paso-cuerda muy pequeñas, con las que se obtuviese un guiado casi perfecto de la corriente

(1) TSIEN, H. S.: "Axial Compressors with Supersonic Exit Velocities from Rotating Buckets". Este ejemplo es citado en la Referencia 9 del artículo anterior.



de aire. Los compresores usuales, con valores de dicha relación del orden de la unidad, son unas máquinas de muy buen rendimiento, pero de funcionamiento delicado. Sus teorías y sus propiedades son una mezcla de las del perfil de álabe aislado y de las de un conducto. Para este último caso, al que nos aproximamos cuando se disponen muchos álabes muy delgados y extremadamente juntos, apenas si influyen las propiedades de los perfiles, preponderando los esfuerzos producidos por los cambios forzados en la dirección de la corriente. En los compresores usuales, una perturbación grande de la marcha del fluido, como es el desprendimiento de la corriente, puede originar el fracaso funcional del compresor, mientras que con los álabes muy próximos podría funcionar con ondas de choque o con valores de la deflexión por completo inadmisibles en uno usual, debido al perfecto guiado que estos últimos proporcionarían. Ahora bien, no debe olvidarse que esto se conseguiría a costa del rendimiento, factor esencial cuando se aplican estos compresores a los motores de reacción, en los cuales una disminución desde 0,85 a 0,65 en dicho rendimiento puede dar lugar a pérdidas de potencia útil del orden del 50 %. Además, posiblemente habrían de tener muy grandes dificultades constructivas, no habiendo sido en la actualidad llevados a la práctica.

#### Deflexión máxima que puede admitirse.

Uno de los más importantes parámetros en el cálculo de compresores es el valor máximo de la deflexión,  $\varepsilon = \alpha_1 - \alpha_2$ , que puede admitirse.

Para un número de MACH dado, o, lo que es análogo, fijando el valor de la velocidad relativa de entrada  $w_1$ , la fórmula [37] nos indica que el incremento de temperatura es proporcional a la expresión:

$$(\tan^2 \alpha_1 - \tan^2 \alpha_2) \cos^2 \alpha_1;$$

la cual es igual al coeficiente teórico de subida de presión que se obtiene de la fórmula [35]:

$$C_{pt} = \frac{\Delta p_t}{1/2 \rho w_1^2} = 1 - \frac{\cos^2 \alpha_1}{\cos^2 \alpha_2}. \quad [38]$$

Para un valor dado de  $\alpha_1$ , el máximo de la expresión anterior se presenta cuando  $\alpha_2 = 0$ , siendo igual a:

$$\tan^2 \alpha_1 \cos^2 \alpha_1 = \sin^2 \alpha_1;$$

que a su vez es máximo para  $\alpha_1 = 90^\circ$ , y valiendo entonces la unidad.

Desde este punto de vista, el único límite de la deflexión vendría dado por la condición de que el ángulo  $\alpha_1$  se mantuviese por debajo de un cierto valor, ya que al ser la velocidad axial  $V_a$  igual a  $w_1 \cos \alpha_1$ , iría disminuyendo al aumentar dicho ángulo y llegaría a anularse en el caso límite de que  $\alpha_1$  fuese igual a  $90^\circ$ . Por su parte, la velocidad periférica  $u$  dada por:

$$u = w_1 (\tan \alpha_1 + \tan \alpha_2) \cos \alpha_1,$$

crecería a medida que  $\alpha_1$  aumentase, pasando por un máximo cuando:

$$\tan \alpha_1 = \frac{1}{\tan \alpha_2},$$

y tendiendo a valer  $w_1$  cuando  $\alpha_1$  tendiese a  $90^\circ$ .

Como veremos, hay razones que nos limitarán los valores de la deflexión independientemente de las consideraciones que se acaban de hacer, las cuales solamente imponen una condición restrictiva en los valores máximos de los ángulos de entrada.

Admitiendo valores constantes de las velocidades  $u$  y  $V_a$ , el incremento de temperatura aumenta siempre con la diferencia  $\alpha_1 - \alpha_2$  (fórmula [30]).

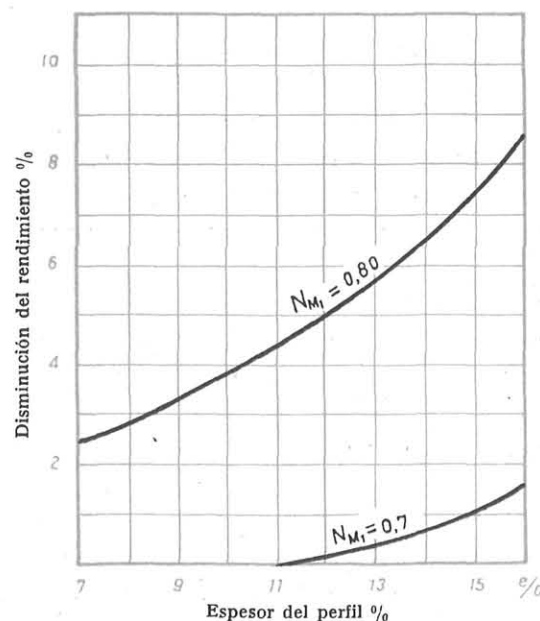


Fig. 22.—Disminución del rendimiento cuando se aumenta el espesor del perfil para valores constantes del número de MACH.

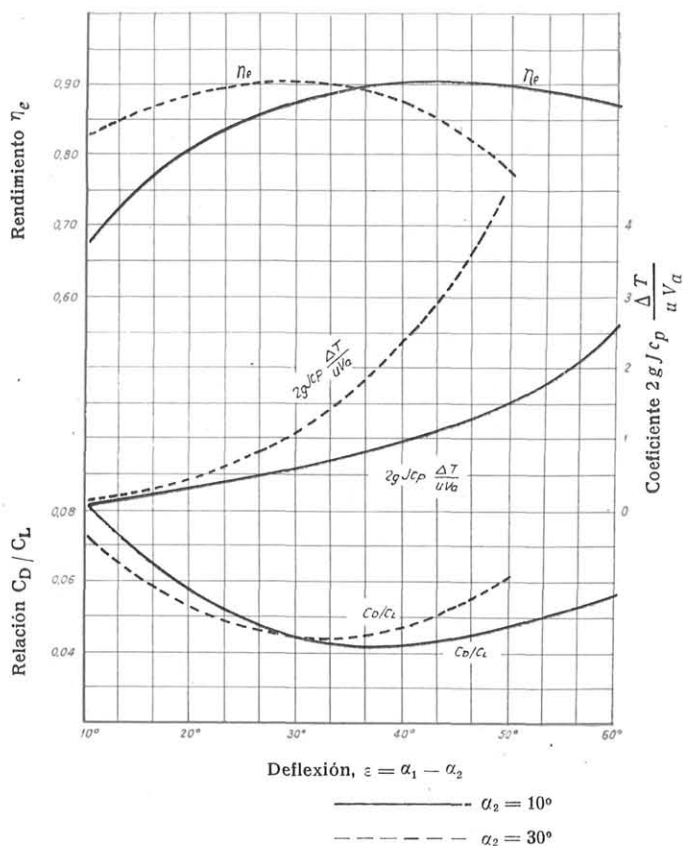


Fig. 23. — Incremento de temperatura y rendimiento en función de la deflexión.

Por otra parte, el rendimiento  $\eta_e$  dado por

$$\eta_e = 1 - \frac{2}{\sin(2\alpha_m)} \frac{C_D}{C_L}$$

es, entre ciertos límites, también función creciente de la deflexión. Para un valor fijado de  $\alpha_2$ , al aumentar  $\alpha_1$ , el coeficiente de sustentación crece, y también el de resistencia, especialmente debido al incremento de resistencia inducida, que es proporcional al cuadrado de  $C_L$ . Por estas razones, al principio la relación  $C_D/C_L$  disminuye, pero llega un momento en que la función, después de pasar por un mínimo, se vuelve creciente. Esta disminución inicial de  $C_D/C_L$  queda compensada sobradamente por el aumento que experimenta  $\sin(2\alpha_m)$  cuando  $\alpha_1$  crece; pero a su vez, cuando  $2\alpha_m$  llega a ser mayor que  $90^\circ$ , comienza a decrecer el valor del seno, pudiéndose llegar a la anulación del rendimiento si se continúa aumentando el ángulo de entrada.

En la figura 23 se han trazado unos gráficos

en los que se resume lo que acaba de exponerse.

Como vemos, a causa de la disminución del rendimiento habría que limitar los valores de la deflexión; límite tanto más pequeño cuanto mayor fuese el ángulo de salida  $\alpha_2$ . Pero no es esto solamente lo que acontece en la práctica. Estos razonamientos serían completamente válidos en el caso de un guido perfecto del aire; pero hay que tener en cuenta que cuando se sobrepasa de un cierto valor en la deflexión, sobrevendrá el desprendimiento de la corriente y el atascamiento del compresor.

En efecto, considerado el álab como un perfil aislado, no podrá sobrepasarse de un cierto  $C_L$  máximo, o bien, si se estudia el compresor como una serie de pasajes, tampoco podrá pasarse en ellos del ángulo de difusión máximo.

Ya sabemos que la presencia de los otros álabes modifica grandemente los resultados que se obtengan para un perfil aislado. Por otra parte, no son válidas las fórmulas que limitan los ángulos en los difusores de eje recto, pues la forma curvada de los perfiles modifica la distribución de la co-

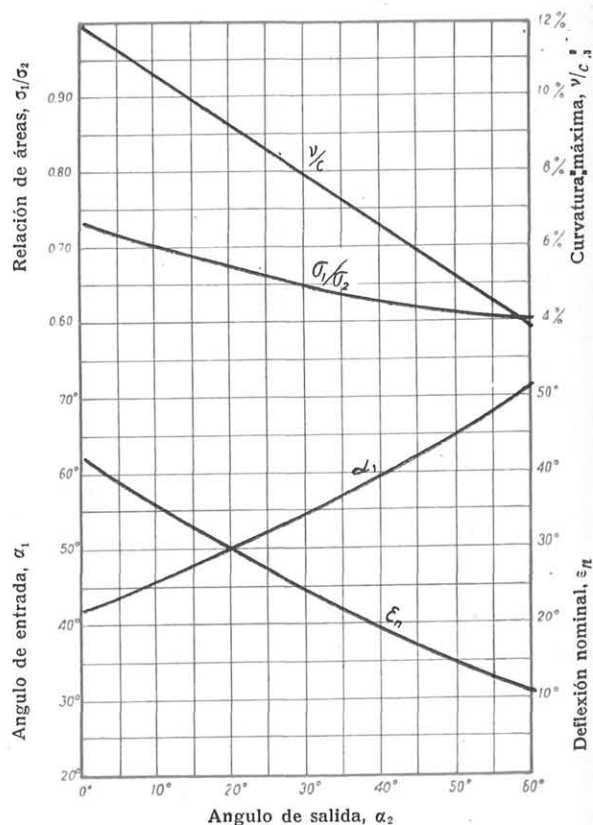


Fig. 24. — Deflexión nominal, ángulo de entrada, curvatura máxima y relación  $\sigma_1/\sigma_2$  en función del ángulo de salida, ( $s/c = 0,5$ ).

riente, favoreciendo el desprendimiento de la misma. Por estas razones es necesario recurrir a la experimentación directa, bien sobre compresores o en túneles en cascada, en los que se estudian las propiedades de las hileras de álabes, obteniendo en cada caso los valores de la deflexión crítica que produce el desprendimiento de la corriente.

En estos ensayos se ha comprobado que la deflexión crítica depende principalmente del ángulo de salida  $\alpha_2$  y de la relación paso-cuerda  $s/c$ , siendo también función de la incidencia y de la curvatura del perfil. Ahora bien, para ángulos de incidencia pequeños, como los normalmente utilizados en la práctica, la deflexión crítica apenas si varía con ellos, y teniendo en cuenta que la curvatura del álabe se relaciona inmediatamente con el valor de  $\alpha_1 - \alpha_2$ , resulta que puede considerarse dicha deflexión crítica como función exclusiva de  $\alpha_2$  y  $s/c$ .

En la práctica se diseñan los compresores para que funcionen con una deflexión nominal del orden del 80 % de la crítica, a fin de tener un cier-

to margen de seguridad. En las figuras 24, 25 y 26 se han insertado unas curvas que proporcionan la deflexión nominal,  $\varepsilon_n = 0,8 \varepsilon_c$ , en función del ángulo de salida  $\alpha_2$  y para diferentes relaciones paso-cuerda. Han sido tomadas de la referencia 2 (según A. R. HOWELL), habiendo sido deducidas experimentalmente. En ellas puede apreciarse que, a medida que disminuye la relación paso-cuerda, y para valores constantes de  $\alpha_2$ , son mayores los valores de la deflexión nominal. Por el contrario, dicha deflexión es una función decreciente del ángulo de salida.

Cualitativamente pueden explicarse estos resultados teniendo en cuenta que, en cierta manera, el conducto de paso entre dos álabes puede asimilarse a un difusor. Por esto no podrá sobrepasarse de un cierto valor de la relación de secciones  $\sigma_2/\sigma_1$ , la cual, para una determinada distancia entre ellas, nos da una indicación del ángulo de difusión. Para un valor constante de  $s/c$  la deflexión crítica habrá de producirse para relaciones  $\sigma_2/\sigma_1 = \cos \alpha_2/$

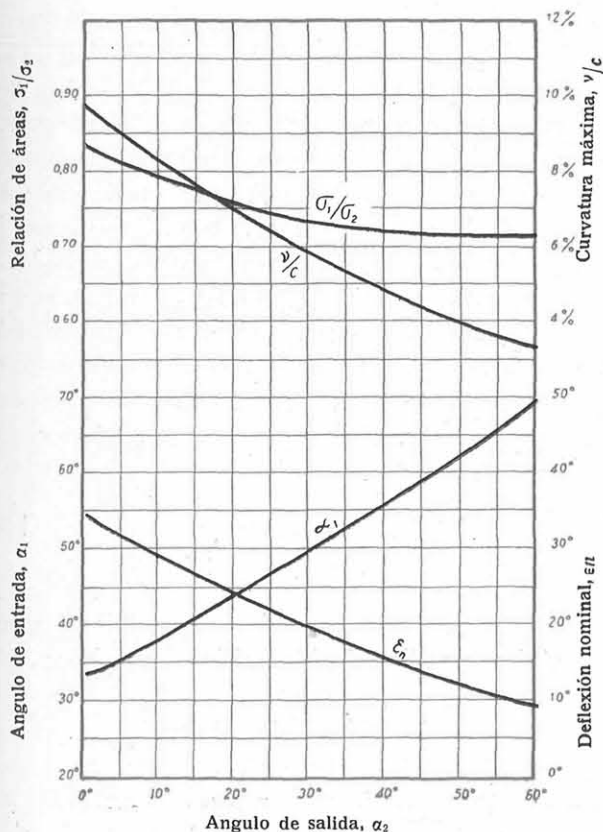


Fig. 25. — Deflexión nominal, ángulo de entrada, curvatura máxima y relación  $\sigma_1/\sigma_2$  en función del ángulo de salida. ( $s/c = 1$ ).

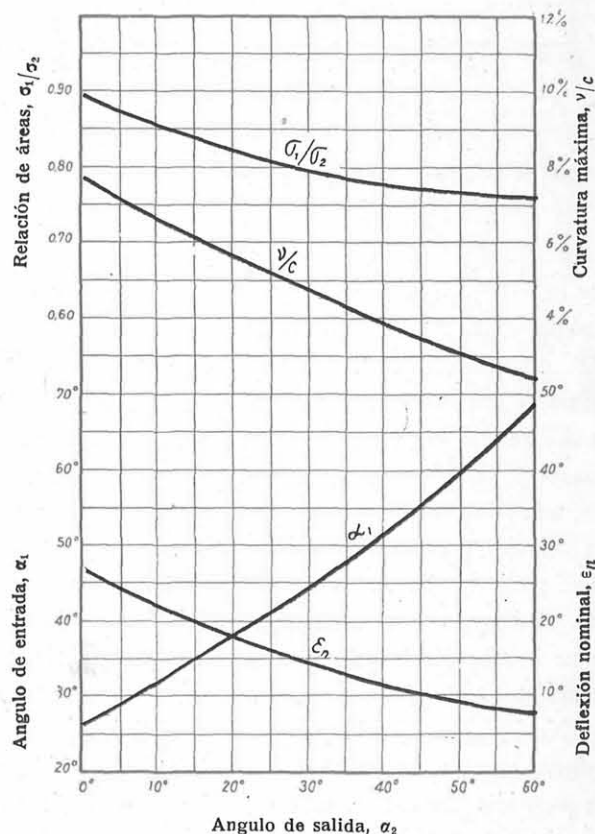


Fig. 26. — Deflexión nominal, ángulo de entrada, curvatura máxima y relación  $\sigma_1/\sigma_2$  en función del ángulo de salida. ( $s/c = 1,5$ ).

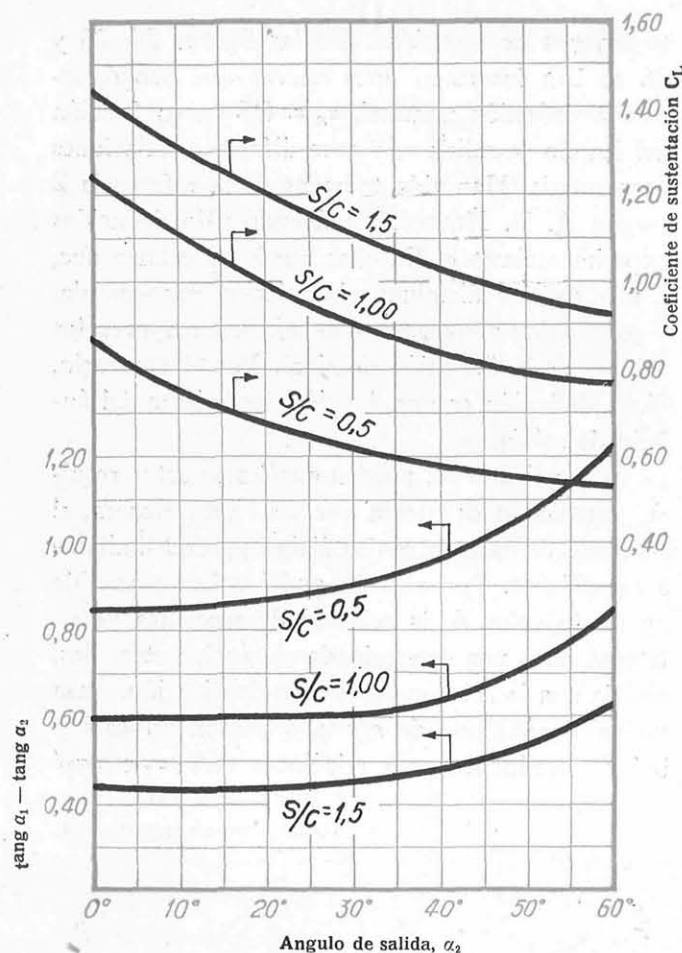


Fig. 27. — Curvas del coeficiente de sustentación y de  $\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2$  en función del ángulo de salida, para valores nominales de la deflexión.

$\cos \alpha_1$ , aproximadamente constantes, y como los cosenos varían más rápidamente al acercarse a los  $90^\circ$ , resultará que para mantener constante dicha relación al aumentar  $\alpha_2$ , habrá que ir disminuyendo la diferencia  $\alpha_1 - \alpha_2$ . Por otra parte, para valores constantes de  $\alpha_1$  y  $\alpha_2$ , al disminuir  $s/c$  resultan más pequeñas las secciones de entrada y salida, aunque su relación se mantenga invariable. Como la distancia entre ellas permanece constante, resultará que el ángulo de divergencia o difusión será más pequeño, pudiendo aumentarse, en consecuencia, la relación  $\sigma_2/\sigma_1$ , o sea, la deflexión.

No hay que olvidar que la forma de los perfiles influye en gran manera en los resultados, debido a su posición, curvatura y sección de estrechamiento, que hacen cambiar las características de la difusión. En las figuras anteriores también se han incluido los gráficos de la variación de  $\sigma_1/\sigma_2$  y de  $v/c$ .

Esta última ha sido calculada para incidencia nula y con las fórmulas:

$$\frac{v}{c} = \frac{1}{2} \frac{1 - \cos \frac{\beta_1 - \beta_2}{2}}{\sin \frac{\beta_1 - \beta_2}{2}}; \quad \beta_1 = \alpha_1;$$

$$\beta_2 = \alpha_2 - \frac{\left(0,23 + 0,1 \frac{\alpha_2}{50^\circ}\right) \sqrt{\frac{s}{c}} (\alpha_1 - \alpha_2)}{1 - \left(0,23 + 0,1 \frac{\alpha_2}{50^\circ}\right) \sqrt{\frac{s}{c}}}.$$

Puede observarse que los álabes son menos curvados para valores altos de  $\alpha_2$ , lo que mejora el comportamiento de la difusión, haciendo que se retrase la aparición del desprendimiento de la corriente. Esta es una de las razones que motivan que para estos valores grandes de  $\alpha_2$  pueda admitirse una deflexión mayor que la que le correspondería cuando se tomase  $\sigma_1/\sigma_2$  constante, e igual a la correspondiente para el caso de ángulos pequeños. Este hecho puede apreciarse en dichas figuras, viéndose cómo a medida que aumenta  $\alpha_2$  es mayor la variación relativa de las secciones de entrada y salida.

Por último, en la figura 27 se inserta la variación de  $C_L$  y de  $\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2$  en función de  $\alpha_2$ , con los valores de  $\alpha_1$  deducidos de la deflexión nominal que corresponde en cada caso. Puede apreciarse que no hay ningún parámetro que permanezca constante para las diferentes condiciones en que se produce la deflexión crítica. Únicamente la variación de  $\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2$  es de poca consideración cuando  $\alpha_2$  está comprendido entre 0 y  $40^\circ$ , y entre estos valores puede utilizarse una fórmula empírica determinada por HOWELL, que proporciona directamente la diferencia entre las tangentes de  $\alpha_1$  y  $\alpha_2$  en función exclusiva de la relación paso-cuerda:

$$\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2 = \frac{1,55}{1 + 1,5 \frac{s}{c}}. \quad [39]$$

Sus resultados se aproximan bastante a los que se obtienen utilizando los gráficos anteriores.

### Torsión de los álabes.

Hasta este momento hemos considerado siempre todas las magnitudes referidas al diámetro central o altura media de los álabes del compresor, y ahora vamos a estudiar la variación radial que pueden tener estas magnitudes.



En la práctica se utilizan dos tipos de torsión en los álabes, denominados de "reacción constante" y de "torbellino libre". En los primeros se busca mantener la simetría entre rotor y estator en todos los radios, resultando el escalonamiento con un grado de reacción igual al 50 % en cualquier sección que se considere. En los segundos, el propósito que se trata de conseguir es el que se produzca un equilibrio radial de las presiones. También son de uso general los compresores con álabes tipo semi-torbellino, los cuales tienen una torsión intermedia entre las de los dos tipos fundamentales.

#### a) Álabes de reacción constante.

En ellos se plantean las siguientes condiciones:

- 1.<sup>a</sup> Velocidad axil constante en todos los radios.
- 2.<sup>a</sup> Incremento de temperatura también constante, que se expresará con la ecuación:

$$u V_a (\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2) = \text{Cte.}$$

- 3.<sup>a</sup> Grado de reacción constante:

$$GR = \frac{\tan^2 \alpha_1 - \tan^2 \alpha_2}{\tan^2 \alpha_1 - \tan^2 \alpha_2 + \tan^2 \alpha_3 - \tan^2 \alpha_4} = \text{Cte.};$$

o bien con  $\alpha_0 = \alpha_4$ :

$$GR = \frac{V_a}{2u} (\tan \alpha_1 + \tan \alpha_2) = \text{Cte.}$$

Por tanto, indicando con un subíndice  $c$  las magnitudes en la sección central, con  $v$  en el vértice,  $b$  en la base y  $z$  en cualquier otra sección de radio  $r$ , podemos plantear las ecuaciones:

$$\begin{aligned} u_c V_a (\tan \alpha_{1c} - \tan \alpha_{2c}) &= \\ &= u_z V_a (\tan \alpha_{1z} - \tan \alpha_{2z}); \\ \frac{V_a}{2u_c} (\tan \alpha_{1c} + \tan \alpha_{2c}) &= \\ &= \frac{V_a}{2u_z} (\tan \alpha_{1z} + \tan \alpha_{2z}); \end{aligned}$$

resultando:

$$\begin{aligned} \frac{\tan \alpha_{1z} - \tan \alpha_{2z}}{\tan \alpha_{1c} - \tan \alpha_{2c}} &= \frac{u_c}{u_z} = \frac{r_c}{r_z}; \\ \frac{\tan \alpha_{1z} + \tan \alpha_{2z}}{\tan \alpha_{1c} + \tan \alpha_{2c}} &= \frac{u_z}{u_c} = \frac{r_z}{r_c}; \end{aligned}$$

y quedando, por último:

$$\tan \alpha_{1z} = \frac{1}{2} \left[ \left( \frac{r_z}{r_c} + \frac{r_c}{r_z} \right) \tan \alpha_{1c} + \left( \frac{r_z}{r_c} - \frac{r_c}{r_z} \right) \tan \alpha_{2c} \right]. \quad [40]$$

$$\tan \alpha_{2z} = \frac{1}{2} \left[ \left( \frac{r_z}{r_c} - \frac{r_c}{r_z} \right) \tan \alpha_{1c} + \left( \frac{r_z}{r_c} + \frac{r_c}{r_z} \right) \tan \alpha_{2c} \right]. \quad [41]$$

Estas fórmulas nos permiten calcular los ángulos de entrada y salida en cualquier sección, una vez determinados los valores de  $\alpha_{1c}$ ,  $\alpha_{2c}$ , de la altura de los álabes y del diámetro medio del compresor.

Los ángulos  $\alpha_{3z}$  y  $\alpha_{0z}$  podrán determinarse inmediatamente en función de  $\alpha_{1z}$  y  $\alpha_{2z}$ , utilizando los triángulos de velocidades; pero en el caso más general en la práctica estos tipos de compresores son simétricos, con 50 % de reacción en el diámetro central, y como este grado de reacción se conserva con el radio, resultará que tendremos en cualquier sección:

$$\alpha_{0z} = \alpha_{2z}; \quad \alpha_{1z} = \alpha_{3z};$$

así como:

$$u_z = V_a (\tan \alpha_{1z} + \tan \alpha_{2z}).$$

#### b) Torbellino libre.

Si con  $V_t$  representamos la componente tangencial de una velocidad absoluta cualquiera,  $V$ , en un punto de radio  $r$ , la condición de equilibrio radial de las presiones vendrá dada por:

$$\frac{\partial p}{\partial r} = \rho \frac{V_t^2}{r}. \quad [42]$$

Para este estudio del equilibrio admitiremos que la corriente del fluido es potencial. En este caso, en la ecuación de BERNOULLI:

$$\int \frac{dp}{\rho} + \frac{1}{2} V^2 = C,$$

su constante no dependerá del radio, y derivando respecto a esta última magnitud, resultará:

$$\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial r} + V \frac{\partial V}{\partial r} = 0. \quad [43]$$

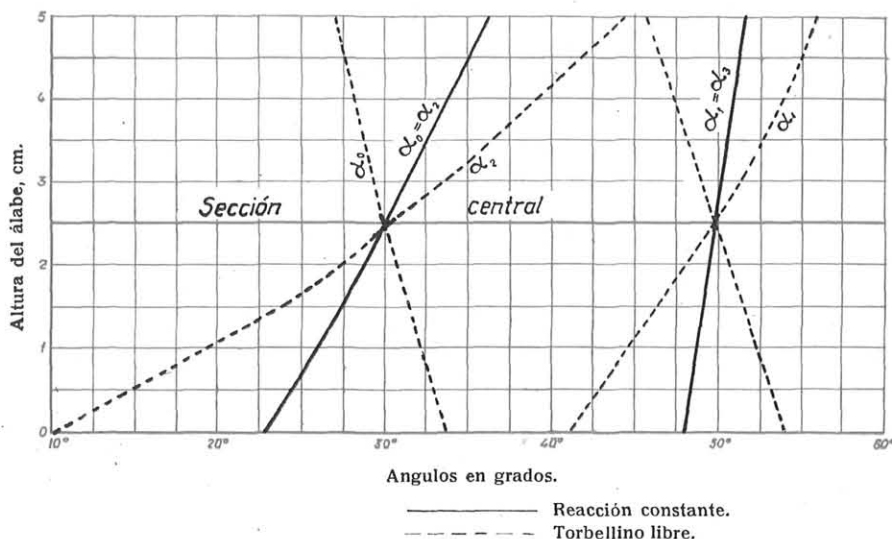


Fig. 28. — Variaciones de los ángulos de entrada y salida en función de la altura, en álabes de reacción constante y tipo torbellino libre.

Poniendo que  $V_t = V \sin \alpha$ , despejando  $\frac{\partial p}{\partial r}$  en [43] y sustituyendo en [42], se obtiene:

$$-\frac{1}{V} \frac{\partial V}{\partial r} = \frac{\sin^2 \alpha}{r}. \quad [44]$$

Para integrar esta ecuación sería necesario imponer una cualquiera de las funciones  $V = f(r)$  o  $\alpha = f(r)$ . En nuestro caso, plantearemos que la velocidad axial  $V_a$  es constante. Resulta:

$$-\cos \alpha \frac{\partial \left( \frac{1}{\cos \alpha} \right)}{\partial r} = \frac{\sin^2 \alpha}{r};$$

quedando:

$$\frac{d\alpha}{\sin \alpha \cos \alpha} + \frac{dr}{r} = 0;$$

cuya solución viene dada por:

$$\log(\tan \alpha) + \log r = \text{Cte.};$$

o bien:

$$r \tan \alpha = \text{Cte.} \quad [45]$$

Como la velocidad tangencial se expresa con:

$$V_t = V_a \tan \alpha,$$

podemos también poner:

$$r V_t = \text{Cte.} \quad [46]$$

Esta condición se verifica en los torbellinos libres, y por esta razón, cuando se aplica a la torsión

de los álabes reciben precisamente este nombre.

En nuestro caso se efectuará la torsión de los álabes para que las velocidades absolutas de entrada y salida cumplan dicha condición, debiendo ponerse:

$$r \tan \alpha_{0z} = \text{Cte.}; \quad r \tan \alpha_{3z} = \text{Cte.}$$

Coco  $u_z/r_z$  también es constante, multiplicando esta relación por las igualdades anteriores y restando, resulta:

$$u_z (\tan \alpha_{3z} - \tan \alpha_{0z}) = \text{Cte.};$$

y también:

$$u_z V_a (\tan \alpha_{3z} - \tan \alpha_{0z}) = \text{Cte.}$$

Es decir, que con este tipo de torsión se mantiene constante el incremento de temperaturas a lo largo del radio. Por estas razones, todos los cálculos anteriores en los que se determinaba el incremento de temperatura con las magnitudes del diámetro medio, son perfectamente válidos.

Para la determinación de los ángulos, pondremos:

$$\frac{\tan \alpha_{0z}}{\tan \alpha_{0c}} = \frac{r_c}{r_z}; \quad [47]$$

$$\frac{\tan \alpha_{3z}}{\tan \alpha_{3c}} = \frac{r_c}{r_z} \quad [48]$$

Deduciéndose  $\alpha_{1z}$  y  $\alpha_{2z}$  de los triángulos de velocidades, o lo que es lo mismo, de las expresiones:

$$u_z = V_a (\tan \alpha_{1z} + \tan \alpha_{0z});$$

$$u_z = V_a (\tan \alpha_{2z} + \tan \alpha_{3z});$$

resultando:

$$\frac{\tan \alpha_{1z} + \tan \alpha_{0z}}{\tan \alpha_{1c} + \tan \alpha_{0c}} = \frac{r_z}{r_c}; \quad [49]$$

$$\frac{\tan \alpha_{2z} + \tan \alpha_{3z}}{\tan \alpha_{2c} + \tan \alpha_{3c}} = \frac{r_z}{r_c}. \quad [50]$$

En la figura 28 están dibujados los gráficos de la variación radial de los ángulos de entrada y salida del rotor y del estator, para ambos tipos de compresores. En la figura siguiente están trazadas las curvas de los números de MACH, curvaturas y ángulos de situación. Se han calculado con las fór-

mulas ya expuestas, habiéndose utilizado los siguientes datos numéricos:

$$\begin{aligned} \alpha_{1c} &= 30^\circ; s/c = 1; \alpha_{1e} = 50^\circ; \\ N_{M1} &= 0,7; T_1 = 288^\circ; \\ w_{1c} &= 233 \text{ m./seg.}; \\ V_a &= 150 \text{ m./seg.}; \\ u_c &= 265 \text{ m./seg.}; G = 10 \text{ Kg./seg.}; \\ h &= 5 \text{ cm.}; r_c = 18,75 \text{ cm.}; i = 0. \end{aligned}$$

En las figuras citadas puede apreciarse cómo en los álabes de tipo torbellino libre la variación de sus ángulos es mucho más considerable. Consecuencia de ello es que su torsión, medida por el ángulo de situación, también es mucho mayor. Excepto en la sección central, los álabes del rotor y del estator son completamente asimétricos, disminuyendo la curvatura en los primeros desde la raíz hasta el vértice, y ocurriendo lo contrario en los segundos (1). Merece consideración especial la variación radial de los números de MACH en uno y otro tipo de compresores. En los de reacción constante el número de MACH de la velocidad relativa de entrada aumenta con la altura del álabe, pero no muy considerablemente. En cambio, en los de tipo torbellino libre la variación es muy acusada; presentándose los valores máximos en el vértice, cuando se trata de álabes del rotor, y en la raíz, en el caso de los del estator, aunque aquí con valores más reducidos que en el extremo de los álabes móviles.

En el ejemplo que se ha expuesto gráficamente, no se alcanzan valores excesivamente altos del número de MACH en el vértice de los álabes móviles. Esto es debido a que se ha tomado una relación  $h/r_c$  más bien pequeña, pues con valores mayores de ella, podría llegar a ser dicho número de MACH mayor que la unidad, para valores en el diámetro central del orden de 0,7.

Según esto, en la realidad no pueden admitirse en ambos tipos de compresores iguales valores del número de MACH en el diámetro medio, sino que donde hay que referirlos es al extremo de los ála-

(1) Para evitar confusiones indicaremos que, con las denominaciones vértice y base, se entienden las secciones de los álabes más alejadas y más cercanas del eje del compresor respectivamente, independientemente de por donde se fijen.

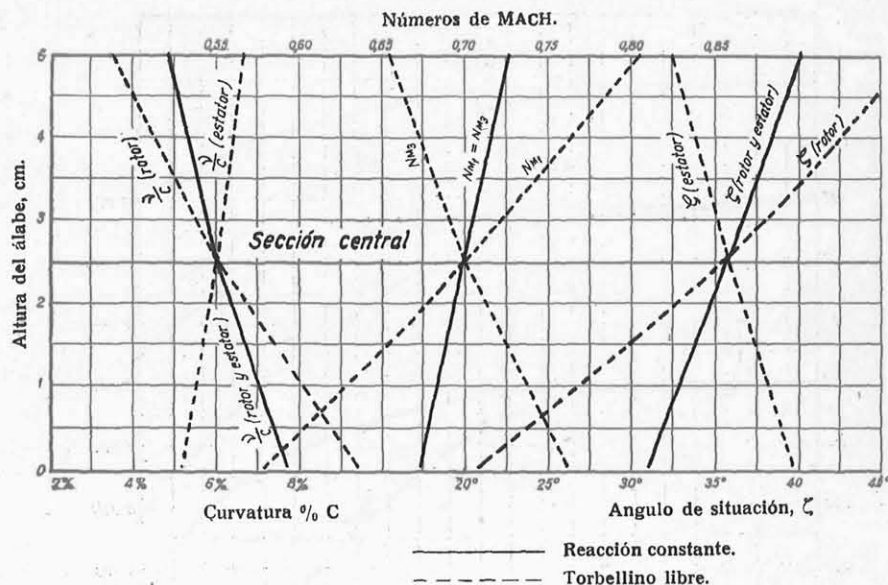


Fig. 29. — Números de MACH, curvaturas máximas y ángulos de situación en función de la altura, en álabes de reacción constante y tipo torbellino libre.

bes. De aquí resulta que los álabes de tipo torbellino libre producen un incremento de temperatura o presión por escalón menor que los de reacción constante, pues al igualar los números de MACH en el vértice, resultan con valores más reducidos en todo el resto del álabe. En la figura 30 se han insertado unos gráficos que aclaran lo expuesto. En ella se comparan los álabes de reacción constante con los de torbellino libre, habiéndose tomado para ambos un número de MACH en el extremo de los álabes móviles igual a 0,75, y unos ángulos de entrada y salida en la sección central,  $\alpha_{1c}$  y  $\alpha_{2e}$ , iguales a 50 y 30° respectivamente. En función de  $h/r_c$  se han determinado los ángulos  $\alpha_{1v}$  y  $\alpha_{2v}$ , mediante las fórmulas [40], [41], [47], [48], [49] y [50]. Con  $T_1 = 288^\circ$  y los valores de  $N_{M1v}$  y  $\alpha_{1v}$  se calcula la velocidad axil, y en función de ella, la periférica  $u_c$ . El régimen se determina con la expresión:

$$n = \frac{60 u_c}{\pi D_c},$$

habiéndose tomado  $D_c = 0,50 \text{ m.}$

Para valores pequeños de la relación  $h/r_c$  no es muy grande la discrepancia entre ambos tipos de álabes, pero va acentuándose más y más a medida que dicha relación aumenta. El valor de  $h/r_c$  es muy variable, no solamente de unos compresores a otros, sino en uno mismo, ya que, debido principalmente al aumento de densidad, los álabes van disminuyendo de altura en los sucesivos escalonamientos.

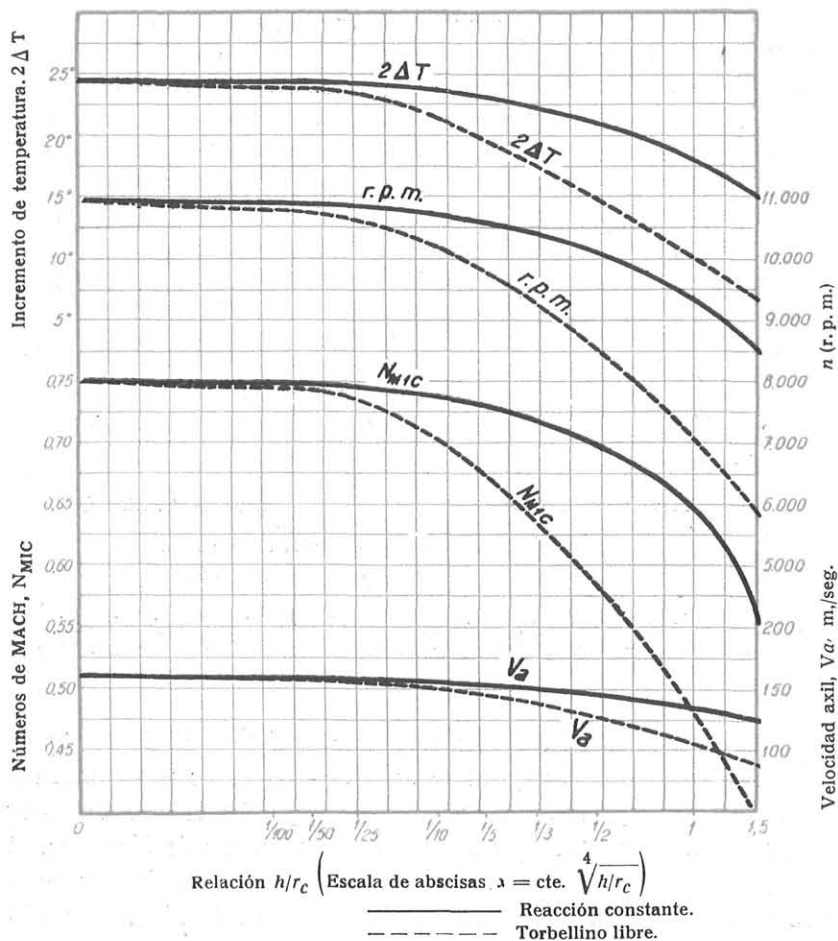


Fig. 30. — Curvas de incremento de temperatura, régimen, número de MACH en la sección central y velocidad axial en función de la relación altura de álabe/radio central del compresor, para compresores de reacción constante y tipo torbellino libre, habiendo tomado un valor constante del número de MACH en los extremos de los álaves.

tos, y como el radio es constante o varía muy poco, resulta que  $h/r_c$  también decrece. No obstante lo dicho, en general puede admitirse que estas relaciones vienen a estar comprendidas entre  $1/10$  y  $1/3$ , y para estos valores viene a ser el incremento de temperatura en los álaves de tipo torbellino libre del orden del 80 por 100, del que se obtiene en el caso de reacción constante.

El régimen también es más reducido en los compresores con álaves de tipo torbellino libre, pudiendo asimismo estimarse como del orden del 80 por 100 del correspondiente a los álaves de reacción constante, y para los valores de  $h/r_c$  comprendidos entre los citados.

De la citada figura puede también deducirse la conclusión de que relaciones  $h/r_c$  inferiores a  $1/2$  son francamente perjudiciales para ambos tipos de compresores.

El que se funcione con régimen más reducido con álaves tipo torbellino libre es una ventaja, pero no la más importante. Debido a la gran variación radial de los números de MACH, aun para valores elevados en el extremo de los álaves móviles, corresponden valores muy reducidos en la base. De acuerdo con esto, estos álaves admiten un espesor en la raíz mucho mayor que en el vértice, siendo notablemente apropiados para constituirlos de perfil variable.

Como los álaves del rotor se disponen empotrados por su base, resulta que con esta variación de los espesores de los perfiles presentan los álaves muy buenas condiciones para resistir los momentos flectores producidos por el aire, pudiendo dimensionarse con cuerdas bastante más pequeñas que las que han de tener los de reacción constante, en los cuales no puede admitirse esta variación del espesor del perfil por ser en ellos casi constantes los números de MACH. También en dichos álaves puede admitirse un esfuerzo mayor de flexión para un cierto valor máximo del esfuerzo combinado

de flexión y de fuerza centrífuga, pues este último también es menor del que resulta en un álabe de reacción constante de igual altura. En muchos casos, la disminución de cuerda que puede lograrse es del orden del 40 %.

Con esto, resulta que un compresor con álaves tipo torbellino libre tendría más escalones que uno de reacción constante, para una relación de compresión dada; pero su peso vendría a ser análogo y pudiendo incluso tener menor longitud. Su rendimiento sería ligeramente superior, y en él podrían admitirse mayores tolerancias en los juegos radiales. Claro que en ellos habría bastante mayor número de álaves, multiplicándose los efectos de tener más álaves por escalón y mayor número de escalonamientos.

En la práctica se utilizan con gran frecuencia los compresores con álaves tipo semi-torbellino. Sus



características son completamente intermedias de las de los tipos citados, por lo cual no se ha hecho mención especial de ellos.

### Determinación del diámetro del compresor y de la altura de los álabes.

El gasto en peso del aire está ligado con el diámetro central, y la altura de los álabes, con la ecuación:

$$G = \rho_e \pi D_c h V_a \quad [51]$$

Por otra parte, este diámetro central se relaciona con el régimen y la velocidad periférica mediante la expresión:

$$u = \frac{\pi n}{60} D_c \quad [52]$$

Como para un grado de reacción igual al 50 % en la sección media (caso general), se verifica que:

$$u = V_a (\tan \alpha_{1c} + \tan \alpha_{2c})$$

resulta:

$$D_c = 60 \frac{V_a (\tan \alpha_{1c} + \tan \alpha_{2c})}{\pi n};$$

y en función del número de MACH de entrada:

$$D_c = \frac{60 \sqrt{g \gamma R T_1} N_{M1c} (\tan \alpha_{1c} + \tan \alpha_{2c}) \cos \alpha_{1c}}{\pi n} \quad [53]$$

Como  $\alpha_{1c}$  es función de  $\alpha_{2c}$ , resulta que, fijando el valor del número de MACH en la sección central, el diámetro medio es función del ángulo de salida y del régimen del compresor, pero siendo independiente del gasto de aire.

La función:

$$(\tan \alpha_{1c} + \tan \alpha_{2c}) \cos \alpha_{1c}$$

es creciente para cualquier valor positivo del ángulo  $\alpha_{2c}$ , aumentando en consecuencia el diámetro central con el ángulo de salida. Por el contrario, es inversamente proporcional al régimen del compresor.

La altura de los álabes depende del ángulo  $\alpha_{2c}$ , régimen y número de MACH, como en el caso del diámetro central, pero además, es proporcional al gasto de aire; lo que se pone de manifiesto con la expresión:

$$h = \frac{60}{\rho_e g \gamma R T_1} \frac{n G}{N_{M1c}^2 (\tan \alpha_{1c} + \tan \alpha_{2c}) \cos^2 \alpha_{1c}} \quad [54]$$

La función:

$$(\tan \alpha_{1c} + \tan \alpha_{2c}) \cos^2 \alpha_{1c}$$

aumenta al principio con  $\alpha_{2c}$ , llega a un máximo para valores de este ángulo del orden de los 30-40°, y luego se vuelve decreciente. De aquí resulta que la altura de los álabes variará en función de  $\alpha_{2c}$  de una manera inversa a la mencionada.

En las figuras 31 y 32 se expresan gráficamente las consideraciones que acabamos de citar. En ellas se ha tomado:

$$N_{M1c} = 0,7; \quad T_1 = 288^\circ; \quad s/c = 1.$$

Puede observarse en ellas cómo la altura de los álabes se hace casi independiente del ángulo  $\alpha_2$  cuando es bajo el régimen de funcionamiento.

Finalmente, el diámetro exterior del compresor, factor de la mayor importancia cuando se utilizan en motores de reacción, vendrá dado por:

$$D_e = D_c + h.$$

Obteniéndose como suma de las fórmulas [53] y [54].

En la figura 33 está representada su variación en función del régimen, en condiciones diferentes de gastos y ángulos de salida. Puede apreciarse cómo este diámetro exterior disminuye con el ré-

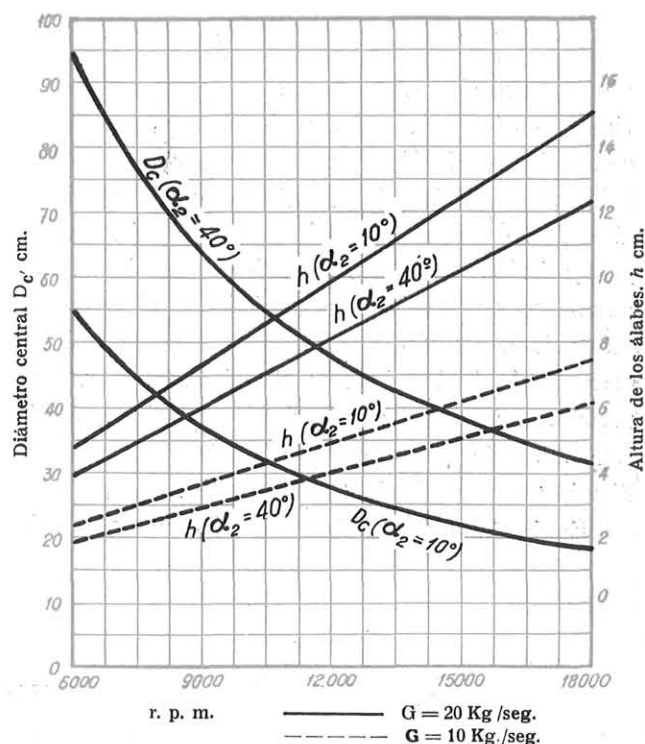


Fig. 31. — Diámetro central y altura de los álabes en función del régimen para distintos valores del gasto y del ángulo de salida.

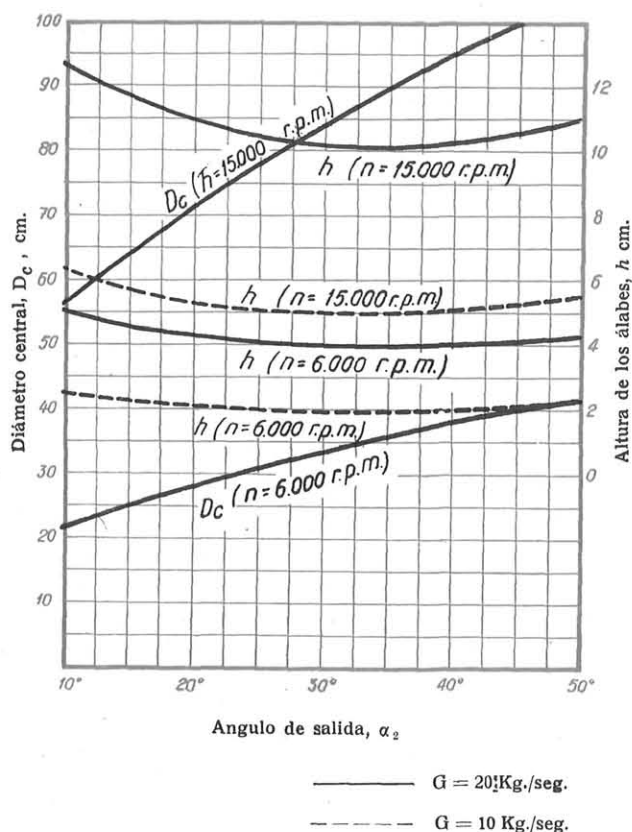


Fig. 32. — Diámetro central y altura de los álabes en función del ángulo de salida, para distintos valores del régimen y gasto.

gimen, pero siendo mucho más acentuada esta variación en los valores bajos de las r. p. m. Por el contrario, la relación  $h/r_c$  aumenta, creciendo también cuando el ángulo  $\alpha_{2c}$  disminuye. Los valores altos de  $h/r_c$  son perjudiciales, pues los álabes largos trabajan en peores condiciones que los cortos en cuanto a su resistencia mecánica, y al tener que dimensionarlos con cuerdas mayores resultará incrementada la longitud total del compresor. Las relaciones  $h/r_c$  muy pequeñas son mejores desde este punto de vista, pero pueden dar origen a que disminuya el rendimiento del escalón.

En la fórmula [54] puede observarse que la

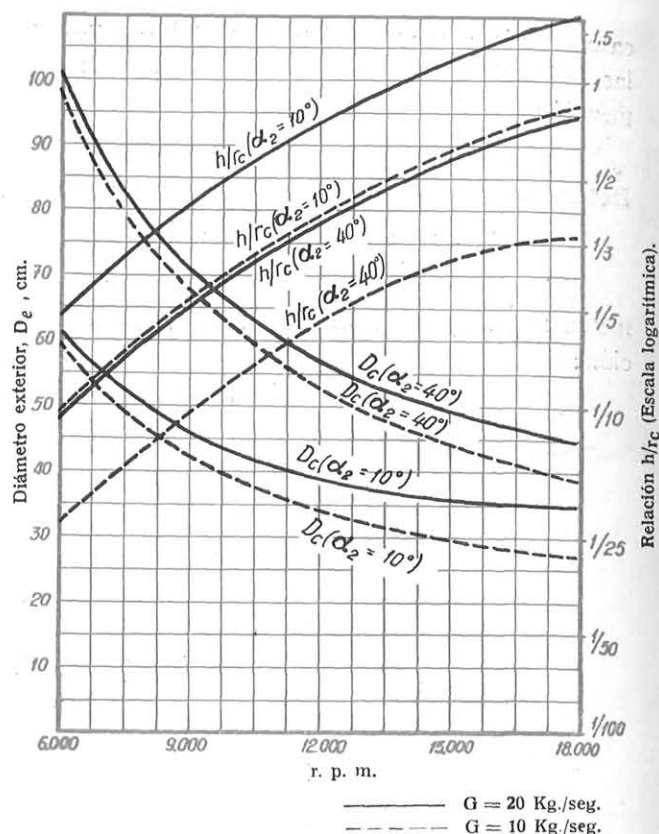


Fig. 33. — Diámetro exterior del compresor y relación  $h/r$  en función del régimen, para distintos gastos y ángulos de salida.

altura de los álabes es inversamente proporcional al peso específico del aire. Por esta razón, son cada vez más cortos cuando el aire se va comprimiendo en los sucesivos escalones; pero sobre esta cuestión volveremos a insistir más adelante.

En el próximo artículo estudiaremos primeramente cómo se dimensionan los álabes desde el punto de vista de la resistencia de materiales, continuando con la influencia de los juegos axiales y radiales. Vistas estas cuestiones, ya se estará en condiciones de dar unas ideas generales de la forma en que se proyecta y dimensiona un compresor axial de varios escalonamientos.